سال سی و سه، شمارهٔ یک، ۱٤۰۰(۷۱-۹۲)
DOI: 10.22067/jacsm.2022.73868.1077

تحلیل عددی تأثیر تزریق سوخت بر بردار نیروی پیش‌ران موتور جت با نازل دارای دو گلوگاه*

مقاله پژوهشی

محمد رضا سلیمی[۱] رسول عسکری[۲] مجید حسنی [۳]

چکیده *یکی از مؤثرترین روش‌های تغییر بردار پیش‌رانش موتورهای جت، استفاده از نازل دارای دو گلوگاه و تزریق سوخت در گلوگاه بالادستی می‌باشد. پژوهش حاضر به بررسی عملکرد یک سیستم کنترل بردار تراست با هندسهٔ نازل دارای دو گلوگاه می‌پردازد. تأثیر تزریق جانبی سوخت بر پارامترهای عملکردی نازل شامل ضریب تخلیه، ضریب تراست، زاویهٔ برداردهی، بازدهی برداردهی، نسبت تراست به دبی جرمی و درصد افت تراست مورد مطالعه قرار گرفته‌است. در این پژوهش تزریق هفت سوخت مختلف شامل متان، اتان، پروپان، اکتان، سوخت دیزل، کروسین و نفت‌گاز به‌صورت عددی مورد مطالعه قرار گرفته‌است. نتایج نشان می‌دهند که تزریق سوخت‌های سنگین‌تر موجب ایجاد ضریب تخلیهٔ بالاتری می‌گردد؛ اما بیشترین زاویهٔ برداردهی در جریان غیراحتراقی توسط سوخت دیزل و اکتان ایجاد می‌شود. به‌طور کلی می‌توان گفت که تزریق سوخت‌های سبک از نظر ضریب تراست، بازدهی برداردهی و نسبت تراست به دبی جرمی عملکرد بهتری دارند، ولی سوخت‌های سنگین از نظر ضریب تخلیه، زاویهٔ برداردهی و درصد افت تراست بهتر می‌باشند.*

واژه‌های کلیدی کنترل بردار تراست، نازل دارای دو گلوگاه، تزریق سوخت، ضریب تخلیه، زاویهٔ بردارهی، بازدهی برداردهی. .

مقدمه

تزریق سیال به‌منظور کنترل زاویهٔ بردار نیروی پیش‌ران (Thrust-vector control (TVC)) در نازل‌ها برای دهه‌ها به‌عنوان ابزاری برای طراحی نازل‌هایی با هندسهٔ ثابت که عملکردی مشابه نازل‌های با هندسهٔ متغیر از خود نشان می‌دهند، مورد استفاده قرار گرفته‌است. برخلاف نازل‌های با هندسهٔ متغیر که از سخت‌افزارهای مکانیکی به‌منظور تغییر جهت جریان جت اصلی و برداردهی استفاده می‌کنند، در روش سیالاتی با تزریق جریان‌های سیال ثانویه به جریان اصلی داخل نازل جت، اندازه و جهت نیروی پیش‌ران تغییر می‌یابد و کنترل می‌شود. استفاده از این روش به‌دلیل ثابت بودن هندسهٔ نازل و نیاز کمتر به سخت‌افزارهای مکانیکی پیچیده، منجر به کاهش وزن نازل و کاهش پیچیدگی‌های ساخت می‌گردد.

سه تکنیک اصلی روش سیالاتی که به‌طور سنتی در دهه‌های گذشته مورد توجه بوده‌است، عبارتند از کنترل بردار ضربه (Shock-vector control)، جابه‌جایی گلوگاه نازل (Throat-shifting) و جریان مخالف‌الجهت (Counterflow) [1-10]. برای ارزیابی عملکرد تکنیک‌های سیالاتی معمولاً از دو پارامتر ضریب تراست و بازدهی برداردهی استفاده می‌شود. ضریب تراست به‌صورت نسبت تراست واقعی به تراست ایده‌آل تعریف می‌شود، درحالی‌که بازدهی برداردهی به‌صورت نسبت

* تاریخ دریافت مقاله ۱٤۰۰/۹/۵ و تاریخ پذیرش آن ۱٤۰۰/۱۰/۲۷ می‌باشد.
(۱) نویسنده مسئول: استادیار، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران .
(۲) دکتری هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران.
(۳) مربی، دانشگاه هوایی شهید ستاری، تهران، ایران.
Email: mohammadsalimi@ari.ac.ir

اندازهٔ زاویهٔ برداردهی تراست به درصد تزریق ثانویهٔ جانبی تعریف می‌گردد. روش کنترل بردار ضربه که در آن تزریق جانبی در پایین‌دست گلوگاه نازل انجام می‌شود، زاویهٔ برداردهی قابل‌توجهی ایجاد می‌کند، اما از طرفی موجب تضعیف ضریب تراست نیز می‌گردد [11]. یک نازل با کنترل بردار ضربه که در مرجع [3] مورد مطالعه قرار گرفته‌است، در نسبت فشار ٤ به زاویهٔ برداردهی به‌میزان ۱۷/۳ درجه دست یافته‌است، اما ضریب تراست آن در بازهٔ ۰/۸٤ تا ۰/۹۰ قرار گرفته‌است و بازدهی برداردهی نیز بین ۱/۸ تا ۳/۰ درجه بر درصد تزریق می‌باشد. برای دست‌یابی به ضریب تراست بالاتر، روش جابه‌جایی گلوگاه توصیه می‌شود، زیرا این روش برخلاف روش قبلی، افت‌های ناشی از امواج ضربه‌ای را ندارد. نازلی با روش جابه‌جایی گلوگاه که در مرجع [12] مورد بررسی قرار گرفته‌است، به بازدهی برداردهی بین ۲/۰ (در نسبت فشار ۵/۵) تا ۳/۹ (در نسبت فشار ۲) درجه بر درصد تزریق دست یافته‌است، درحالی‌که ضریب تراست دارای مقدار بسیار خوب ۰/۹٤۵ تا ۰/۹۷۵ است. روش جریان مخالف‌الجهت که در آن مکش از طریق مجرایی در نزدیکی گلوگاه صورت می‌گیرد، زاویه‌های برداردهی بسیار خوبی حتی با نیاز کم به تزریق ثانویه ایجاد می‌کند، ولی مسائل و مشکلات سخت‌افزاری هم‌چون منبع ایجاد مکش نیز دارد [13].

یک تکنیک جدید سیالاتی که از سایر روش‌های سیالاتی بازدهی بیشتری دارد، در سال ۲۰۰۵ توسط دیری و همکاران [14] در مرکز تحقیقاتی لانگلی ناسا (NASA Langley Research Center) توسعه داده شده‌است. این نازل یک نازل هم‌گرا- واگرا- هم‌گرای دوبعدی با دو سطح مقطع حداقل تحت عنوان «گلوگاه» است، به همین دلیل به آن نازل دوگلوگاهه (Dual-throat nozzle (DTN)) گفته می‌شود. یک حفره بین این دو گلوگاه تشکیل می‌شود. یک درگاه تزریق ثانویه در محل گلوگاه بالادستی قرار داده می‌شود (در هر دو سطح بالایی و پایینی گلوگاه). به‌وسیلهٔ تزریق جریان ثانویه از گلوگاه بالادستی به‌صورت نامتقارن (از یک درگاه در یک طرف نازل)، یک سطح مقطع ایرودینامیکی کمینه در پایین‌دست گلوگاه تشکیل می‌شود (بین دو گلوگاه هندسی) و خط سونیک منحرف می‌شود. بنابراین جریان اصلی نیز به‌سمت حفرهٔ موجود در جهت مخالف تزریق منحرف می‌شود. سپس قسمت هم‌گرای نهایی نازل، جریان اصلی را به‌سمت مخالف هدایت می‌کند و برداردهی صورت می‌گیرد. تزریق جریان ثانویه از محل گلوگاه بالادستی (یعنی لبهٔ راهنمای حفره)، موجب جدایش جریان در این نقطه می‌شود. بنابراین یک ناحیهٔ جریان چرخشی در این قسمت جریان جداشده در داخل حفره تشکیل می‌گردد، لذا فشار در این ناحیه به‌شدت کاهش می‌یابد. از طرفی حفرهٔ سمت مخالف در معرض جریان پرسرعت و پرفشار اصلی است و فشار روی دیوارهٔ آن به‌شدت افزایش می‌یابد. فشار پایین در یک حفره و فشار بالا در حفرهٔ دیگر موجب تقویت برداردهی می‌گردد. بنابراین با حضور حفره‌ها برداردهی تراست نسبت‌به روش جابه‌جایی گلوگاه بهبود می‌یابد. مزیت اصلی روش نازل دوگلوگاهه در بازدهی برداردهی بالاتر آن نسبت‌به روش‌های قبلی است. به‌طور تجربی بااستفاده از نازل‌های دوگلوگاهه بازدهی برداردهی معادل ۷/۷ درجه بر درصد تزریق ایجاد می‌شود، درحالی‌که بهترین بازدهی برداردهی پیش‌رانش به‌دست‌آمده از روش جابه‌جایی گلوگاه، مقدار ۳/۹ درجه و از روش کنترل بردار ضربه ٤/۵ درجه بر درصد تزریق است [14].

فلام و همکاران [15] در ادامهٔ کار تحقیقاتی آغاز شده در آزمایشگاه لانگلی، به بررسی تجربی نازل دوگلوگاهه در شرایط عملکردی مختلف پرداختند. آنان به بررسی عملکرد یک نازل دوبعدی در بازهٔ نسبت فشار از ۲ تا ۱۰ پرداختند. در پژوهش آنان اثرات تغییر طول حفره و زاویهٔ تزریق جت ثانویه مورد بررسی قرار گرفت. نتایج آنان نشان داد که بیشینه زاویهٔ برداردهی ۱۵ درجه در نسبت فشار ٤ رخ می‌دهد. بیشینه زاویهٔ برداردهی نیز در نسبت فشار ٤ و ۱ درصد تزریق ثانویه رخ می‌دهد که مقدار آن ٦/۱ درجه بر درصد تزریق است. در این حالت ضریب تراست نازل ۰/۹٦۸ است

که تنها ۰/۵ درصد کمتر از حالت بدون تزریق است. این گروه تحقیقاتی در پژوهشی دیگر [1] به بررسی یک نازل دوگلوگاهه با هندسهٔ متقارن محوری پرداختند. در پژوهش آنان پارامترهای هندسی نازل هم‌چون طول حفره، نسبت انبساط (نسبت سطح گلوگاه پایین‌دست به گلوگاه بالادست)، زاویهٔ گستردگی (Span Angle) محیطی تزریق ثانویه و زاویهٔ هم‌گرایی حفره برای شرایط برخاستن، نشستن، صعود و نزول آرام مورد بررسی قرار گرفت. نسبت فشار نازل تا حداکثر میزان ۱۰ و درصد تزریق جانبی تا حداکثر میزان ۱۰ درصد مورد آزمایش قرار گرفت. نتایج نشان داد که زوایهٔ گستردگی محیطی ٦۰ درجه عملکرد بهتری از ۹۰ درجه نشان می‌دهد. برای نرخ‌های تزریق جانبی کمتر از ۷ درصد، زاویهٔ بردارده‌ی برای زاویهٔ گستردگی ٦۰ درجه به‌میزان ۱/۵ تا ۲ درجه بیشتر از گستردگی ۹۰ درجه است. کاهش طول حفره ضریب تخلیه و ضریب تراست را بهبود می‌بخشد، درحالی‌که زاویهٔ بردارده‌ی و بازده‌ی بردارده‌ی را تضعیف می‌کند. افزایش زاویهٔ هم‌گرایی حفره از ۲۰ درجه به ۳۰ درجه، زاویهٔ بردارده‌ی را ۱ درجه افزایش می‌دهد، اما بر ضریب تخلیه و ضریب تراست اثر منفی دارد. بهترین عملکرد نازل در نسبت انبساط یک (سطح مقطع برابر برای دو گلوگاه) به‌دست آمد. پژوهش‌های دیگری نیز توسط این گروه تحقیقاتی انجام شده‌است که خواننده برای اطلاعات بیشتر به آنها ارجاع داده می‌شود[16-18].

حامدی و همکاران [19] در پژوهشی عددی به مطالعهٔ سیستم کنترل بردار تراست یک نازل دوگلوگاهه پرداختند. آنان به بررسی تأثیر طول شیار تزریق ثانویه بر عملکرد نازل پرداختند. نتایج عددی آنها نشان می‌دهد که با کاهش طول شیار، زاویه و بازده‌ی بردارده‌ی افزایش می‌یابد. به‌طوری‌که با کاهش طول شیار و با نرخ تزریق جانبی ۷ درصد، مقدار زاویهٔ بردارده‌ی از ۱۲ درجه به ۲۰ درجه افزایش می‌یابد.

ویو و همکاران [20] نیز به بررسی عوامل مؤثر بر عملکرد یک نازل دوگلوگاهه پرداختند. آنان در پژوهش خود اثر نسبت فشار نازل (Nozzle Pressure Ratio (NPR))، نسبت شار مومنتوم تزریق جریان ثانویه به جریان اصلی و زاویهٔ تزریق جانبی را بر پارامترهای عملکردی مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنان نشان داد که با افزایش نسبت فشار نازل، ضریب تراست و بازده‌ی بردارده‌ی بهبود پیدا می‌کند، ولی زاویهٔ بردارده‌ی کاهش می‌یابد. هم‌چنین با افزایش نسبت مومنتوم جریان ثانویه به جریان اصلی، زاویهٔ بردارده‌ی بهبود می‌یابد، ولی ضریب تراست و بازده‌ی بردارده‌ی تضعیف می‌شوند. زاویهٔ تزریق ۱۵۰ درجه بهترین عملکرد نازل از نظر ضریب تراست و بازده‌ی بردارده‌ی را ایجاد می‌کند.

گیو و همکاران [21-23] ایدهٔ استفاده از جریان کنارگذر (Bypass) به‌جای تزریق جانبی در نازل‌های دوگلوگاهه را مطرح کردند. نتایج آنان نشان داد که استفاده از جریان کنارگذر نیاز به تزریق جانبی از خارج نازل را از بین می‌برد؛ درحالی‌که در شرایط عملکردی مشابه، عملکرد نازل دوگلوگاهٔ کنارگذر از نظر بازده‌ی بردارده‌ی مشابه با بهترین عملکرد سایر نازل‌های دوگلوگاهه و سایر تکنیک‌های سیالاتی می‌باشد. حتی زاویهٔ بردارده‌ی نازل دوگلوگاهٔ کنارگذر بزرگ‌تر از نازل‌های دوگلوگاهٔ معمولی که تاکنون گزارش شده‌است، می‌باشد. به‌طور به‌خصوص، در نسبت فشار ۱۰، زاویهٔ بردارهی نازل دوگلوگاهٔ کنارگذر حتی تا ۲۱/۳ درجه نیز می‌رسد.

در ادامهٔ پژوهش‌های مرتبط با کاربرد جریان کنارگذر در نازل‌های دوگلوگاهه، وانگ و همکاران [24,25] به بررسی یک نازل با هندسهٔ متقارن محوری پرداختند. نتایج آنان نشان داد که در نسبت فشار ٤/٤٧، بیشینه ضریب تراست معادل با ۰/۹٤ و بیشینه زاویهٔ بردارده‌ی معادل با ۱۹/۵۲ درجه به‌دست می‌آید. ضریب تخلیه در همین شرایط تقریباً برابر با ۰/۹۷ است.

در جدیدترین تحقیقات مرتبط با این موضوع، حامدی و همکاران [26,27] اثر موقعیت مجرای کنارگذر بر عملکرد نازل را مورد مطالعه قرار دادند. نتایج آنان نشان داد که تعبیه کردن مجرا در گلوگاه بالادستی بهترین

عملکرد را ایجاد می‌کند. هم‌چنین در بازهٔ نسبت فشار بین ۲ تا ٤، ضریب تخلیهٔ نازل بین ۰/۸۵ تا ۰/۹۳ تغییر می‌کند. پژوهش‌های ارزندهٔ دیگری نیز درزمینهٔ عملکرد نازل‌های دوگلوگاهه صورت گرفته‌است که خواننده برای اطلاعات بیشتر به آنها ارجاع داده می‌شود [28-33].

نازل دوگلوگاهه به‌عنوان یک تکنولوژی نوین در سیستم‌های کنترل بردار تراست، دارای ظرفیت عظیم پژوهشی و کاربردی می‌باشد. بررسی مطالعات قبلی نشان می‌دهد که تمرکز تحقیقات تاکنون بیشتر بر بهینه‌سازی هندسی این نازل‌ها بوده‌است و به همین دلیل تنها از سیال‌های غیرواکنش‌پذیر هم‌چون هوا برای تزریق جانبی استفاده شده‌است و از سیال‌های واکنش‌پذیر هم‌چون سوخت‌های هیدروکربنی استفاده نگردیده‌است. هدف از پژوهش حاضر، شبیه‌سازی جریان در یک نازل دوگلوگاهه همراه با تزریق جانبی سوخت‌های هیدروکربنی مختلف می‌باشد. در این پژوهش، ضمن مقایسهٔ نتایج عددی با داده‌های آزمایشگاهیِ گزارش‌شده در تحقیقات قبلی، به مطالعهٔ تأثیر نوعِ سوخت تزریق‌شده بر عملکرد برداردهی نازل پرداخته می‌شود. بدین منظور تزریق هفت سوخت مختلف شامل سه سوخت سبک متان، اتان و پروپان و چهار سوخت سنگین اکتان، سوخت دیزل، کروسین و نفت‌گاز مورد شبیه‌سازی قرار می‌گیرد و نتایج آنها با نتایج تزریق سیال غیرواکنش‌پذیر هوا مقایسه می‌گردد. بنابراین نوآوری پژوهش حاضر در مطالعهٔ تزریق جانبی سوخت‌های هیدروکربنی مختلف و تأثیر نوع سوخت بر عملکرد برداردهی نازل دوگلوگاهه است که در تحقیقات قبلی بدان پرداخته نشده‌است. عملکرد نازل دوگلوگاهٔ مورد نظر، توسط پارامترهای مختلفی ازجمله زاویهٔ برداردهی، بازدهی برداردهی، ضریب تخلیه و ضریب تراست مورد ارزیابی قرار گرفته‌است که در ادامه به‌طور کامل شرح داده خواهند شد.

معادلات حاکم و روش مدل‌سازی

در این بخش ابتدا به معادلات حاکم بر فیزیک جریان پرداخته می‌شود. سپس مدل‌های آشفتگی و احتراقی مورد استفاده در پژوهش حاضر به‌طور خلاصه بیان می‌شوند. در ادامه روش حل عددی مورد بررسی قرار می‌گیرد و در انتهای این بخش روابط حاکم بر نازل‌ها به‌طور خلاصه مورد مرور قرار می‌گیرند.

معادلات حاکم. جریان جت در مطالعهٔ حاضر به‌صورت پایا، دوبعدی، آشفته و تراکم‌پذیر فرض می‌شود. چگالی به‌واسطهٔ معادلهٔ گاز ایده‌آل تعریف می‌گردد. لزجت مولکولی بااستفاده از رابطهٔ ساترلند به‌صورت تابعی از دما فرض شده‌است و اثرات گرانش ناچیز درنظر گرفته می‌شود. براساس این فرضیات، معادلات انتقال میانگین‌گیری‌شدهٔ فاوره (Favre-averaged) به‌صورت زیر بیان می‌شوند [34]:

معادلهٔ پیوستگی:

$$\frac{\partial\left(\rho u_i\right)}{\partial x_i}=0 \tag{۱}$$

معادلهٔ مومنتوم:

$$\frac{\partial\left(\rho u_i u_j\right)}{\partial x_j}=-\frac{\partial p}{\partial x_i}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\tau_{ji}-\left\langle\rho u_i' u_j'\right\rangle\right) \tag{۲}$$

معادلهٔ انتقال گونه‌های شیمیایی:

$$\frac{\partial\left(\rho u_i Y_k\right)}{\partial x_i}=-\frac{\partial}{\partial x_i}J_k+\dot{\omega}_k \tag{۳}$$

معادلهٔ انرژی:

$$\frac{\partial\left(\rho u_i h\right)}{\partial x_i}=\frac{\partial}{\partial x_i}\left[\left(\lambda+\lambda_t\right)\frac{\partial T}{\partial x_i}\right]+u_i\frac{\partial p}{\partial x_i}-\sum_{k=1}^{N}\frac{\partial}{\partial x_i}h_k J_k+\frac{\partial\left(u_i\tau_{ij}\right)}{\partial x_i}+\dot{Q} \tag{٤}$$

شار پخشی گونهٔ شیمیایی kاُم:

$$J_k = -\left(\rho D_{m.k} + \frac{\mu_t}{Sc_t}\right)\frac{\partial Y_k}{\partial x_i} - \frac{D_{T,k}}{T}\frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (۵)$$

انتالپی مخلوط گازها:

$$h = \sum_{k=1}^{N} h_k Y_k \quad (۶)$$

که انتالپی گونهٔ شیمیایی kاُم به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$h_k = h^\circ{}_{f,k} + \int_{T^0}^{T} C_{p,k}\,dT \quad (۷)$$

مجموعهٔ معادلات قبلی به‌وسیلهٔ معادلهٔ حالت گاز ایده‌آل

$$p = \rho R_u T \sum_{k=1}^{N}\left(\frac{Y_k}{M_k}\right) \quad (۸)$$

و معادلهٔ بقای کلی گونه‌ها تکمیل می‌شود:

$$\sum_{k=1}^{N}\left(Y_k\right) = 1 \quad (۹)$$

مدل‌های آشفتگی و احتراقی. مدل آشفتگی $k-\varepsilon$ استاندارد به‌منظور مدل‌سازی تنش‌های رینولدز مورد استفاده قرار گرفته‌است. در این مدل رابطهٔ بین تنش‌های رینولدز و لزجت آشفتگی به‌صورت زیر بیان می‌شود:

$$-\left\langle \rho u_i' u_j' \right\rangle = \mu_t\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) - \frac{2}{3}\left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k}\right)\delta_{ij} \quad (۱۰)$$

که μ_t همان لزجت آشفته است و با رابطه زیر به‌دست می‌آید:

$$\mu_t = \rho C_\mu k^2 / \varepsilon \quad (۱۱)$$

که $C_\mu = 0.09$ یکی از ثابت‌های مدل است. معادلات انتقال برای انرژی جنبشی آشفتگی k و نرخ اتلاف آن ε در ادامه آورده شده‌اند:

$$\frac{\partial\left(\rho u_i k\right)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i}\left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_i}\right] + G_k - Y_k \quad (۱۲)$$

$$\frac{\partial\left(\rho u_i \varepsilon\right)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i}\left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}\right)\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i}\right] + G_\varepsilon - Y_\varepsilon \quad (۱۳)$$

در معادلات فوق σ_k و σ_ε اعداد پرانتل آشفتگی برای k و εهستند. G_k و Y_k عبارت‌های تولید و اتلاف برای k هستند، درحالی‌که G_ε و Y_ε عبارت‌های تولید و اتلاف برای ε می‌باشند. به‌منظور مدل‌سازی واکنش‌های شیمیایی، سازوکار تک‌مرحله‌ای برای احتراق سوخت درنظر گرفته شده‌است. به‌طور نمونه واکنش شیمیایی متان- هوا به‌صورت زیر بیان می‌شود:

$$CH_4 + 2O_2 + 7.52N_2 \rightarrow CO_2 + 2H_2O + 7.52N_2 \quad (۱۴)$$

مخلوط گازها شامل پنج گونهٔ شیمیایی می‌باشد. سوخت‌های مایع نیز در حالت بخار فرض می‌شوند. در یک محفظهٔ احتراق واقعی، آشفتگی نقشی کلیدی در اختلاط هوا- سوخت و جابه‌جایی جریان‌های واکنش‌دهنده و فرآورده ایفا می‌کند. در پژوهش حاضر مدل اتلاف گردابه (Eddy-dissipation) [34,35] به‌منظور محاسبهٔ نرخ مورد استفاده قرار گرفته‌است. به‌دلیل این‌که در پژوهش حاضر واکنش سوخت بسیار سریع است، نرخ کلی واکنش تابع اختلاط آشفته است و یا به‌عبارتی احتراق محدودشده به اختلاط است. مدل اتلاف گردابه که از ارتقای مدل فروشکست گردابه

(Eddy-breakup) به‌دست آمده‌است، به‌دلیل سرعت محاسباتی بالا یکی از مدل‌های احتراقی محبوب به‌شمار می‌آید و نتایج قابل قبولی برای جریان‌های احتراقی غیرپیش‌آمیخته ارائه می‌کند. در این مدل نرخ خالص تولید گونهٔ شیمیایی i معادل با کمترین مقدار بین دو عبارت زیر تعریف می‌شود:

$$\dot{\omega}_i = \nu_i' M_i A \rho \frac{\varepsilon}{k} \min\left(\frac{Y_R}{\nu_R' M_R}\right) \quad (۱۵)$$

$$\dot{\omega}_i = \nu_i' M_i A B \rho \frac{\varepsilon}{k} \frac{\sum_P Y_P}{\sum_{j=1}^{N} \nu_j'' M_j} \quad (۱٦)$$

در معادلات فوق ν' و ν'' به‌ترتیب ضرایب استوکیومتریک واکنش‌دهنده‌ها و فرآورده‌ها می‌باشند. M وزن مولکولی، ρ چگالی، ε / k بیانگر مقیاس زمانی گردابه‌های آشفته هستند. زیرنویس‌های R و P به‌ترتیب بیانگر واکنش‌دهنده‌ها و فرآورده‌ها می‌باشند. $A = 4.0$ و $B = 0.5$ نیز ثوابت تجربی می‌باشند. رابطهٔ (۱۵) بیان می‌کند که نرخ واکنش به‌وسیلهٔ گونهٔ شیمیاییِ دارای غلظت کمتر در مخلوط واکنش‌دهنده‌ها (سوخت یا اکسیدکننده) تعیین می‌شود. درحالی‌که رابطهٔ (١٦) نشان می‌دهد که نرخ واکنش هم‌چنین به‌وسیلهٔ اتلاف گردابه‌های داغ محصولات و یا انتشار شعله کنترل می‌شود. از بین دو عبارت فوق، مقدار کوچک‌تر به‌عنوان نرخ نهایی واکنش انتخاب می‌گردد.

روش حل عددی. محاسبات بااستفاده از حلگر تجاری انسیس فلوئنت (Ansys Fluent v19.0) انجام شده‌است. یک حلگر دوبعدی پایا برمبنای فشار با دقت مضاعف به‌منظور مطالعهٔ جریان احتراقی مورد استفاده قرار گرفته‌است. معادلات حاکم به‌وسیلهٔ روش مرتبه دوم پادبادسو (Upwind) گسسته‌سازی شده‌است. خواص ترمودینامکی وابسته به دما و گونه‌های شیمیایی نیز مورد نظر قرار گرفته‌اند. به‌منظور محاسبهٔ ظرفیت حرارتی فشارثابت، هدایت حرارتی و لزجت مخلوط گازی، قانون اختلاط گاز ایده‌آل مورد استفاده قرار گرفته‌است. ظرفیت حرارتی هریک از گونه‌های شیمیایی به‌صورت چندجمله‌ای‌های تکه‌ای تابع دما فرض شده‌است. لزجت هر یک از گونه‌های شیمیایی نیز با قانون ساترلند و به‌صورت تابعی از دما درنظر گرفته شده‌است، درحالی‌که هدایت حرارتی برای هر گونهٔ شیمیایی ثابت فرض شده‌است.

روابط حاکم بر نازل‌ها. به‌منظور ارزیابی عملکرد نازل‌ها، معیارها و پارامترهای مختلفی ارائه گردیده‌است؛ از جمله ضریب تخلیه، ضریب تراست، زاویهٔ برداردهی، بازدهی برداردهی و درصد افت تراست [19]. یک معیار دیگر به نام نسبت تراست به دبی جرمی نیز در این پژوهش مورد استفاده قرار گرفته‌است. این معیارها در ادامه معرفی خواهند شد. ضریب تخلیه (C_d) معیاری از مقایسهٔ دبی جرمی عبوری از نازل واقعی با دبی جرمی ایده‌آل نازل است:

$$C_d = \frac{w_p + w_s}{w_{ip}} \quad (۱۷)$$

$$w_{ip} = \frac{P_0 A_{throat}}{\sqrt{R T_0}} \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (۱۸)$$

که w_p و w_s به‌ترتیب دبی جرمی جریان اصلی و جریان ثانویه است، درحالی‌که w_{ip} دبی جرمی نازل در حالت ایده‌آل می‌باشد. $\gamma = 1.4$ بیانگر نسبت گرمای ویژه، ثابت گاز هوا و P_0 و T_0 بیانگر فشار و دمای سکون در ورود می‌باشند. ضریب تراست (C_f) نیز معیاری از مقایسهٔ تراست نازل واقعی با تراست ایده‌آل نازل است:

$$C_f = \frac{F_r}{F_{ip} + F_{is}} \quad (۱۹)$$

$$F_{ip}+F_{is}=\left(w_p+w_s\right).\sqrt{RT_0\left(\frac{2\gamma}{\gamma-1}\right)\left[1-\left(\frac{P_{ambient}}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (۲۰)$$

در روابط فوق F_{ip} و F_{is} بیانگر تراست ایده‌آل جریان اصلی و جریان ثانویه می‌باشند. درحالی‌که $F_r=\sqrt{F_a{}^2+F_n{}^2}$ بیانگر نیروی ترا ست واقعی برآیند است. F_a تراست محوری و F_n تراست عمودی است. $P_{ambient}=101\ kPa$ نیز فشار محیط می‌باشد. زاویهٔ برداردهی تراست که میزان زاویهٔ انحراف بردار نیرو نسبت‌به را ستای افقی را نشان می‌دهد، به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\delta_p=\tan^{-1}\left(\frac{F_n}{F_a}\right) \quad (۸)$$

بازدهی برداردهی تراست (η) به‌صورت نسبت زاویهٔ برداردهی به درصد تزریق جانبی تعریف می‌شود. بنابراین بیشترین مقدار آن ۱ نیست و هر مقداری می‌تواند اختیار کند. درصد تزریق جانبی سوخت به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\phi=\frac{w_s}{w_s+w_p}\times100\% \quad (۹)$$

بازدهی برداردهی تراست نیز با رابطهٔ زیر بیان می‌شود:

$$\eta=\frac{\delta_p}{\phi}\left(\deg/\%\right) \quad (۱۰)$$

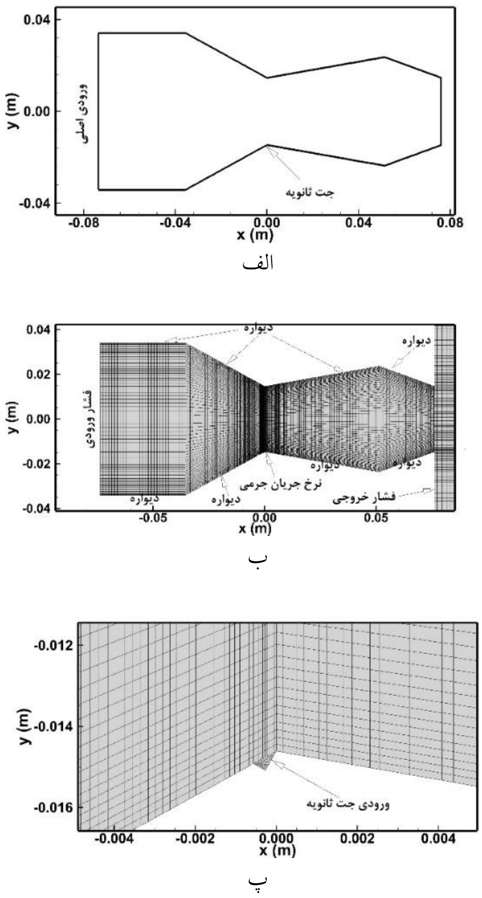
در حقیقت بازدهی برداردهی بیانگر زاویهٔ برداردهی به‌ازای یک درصد تزریق جانبی است و یکای آن درجه بر درصد تزریق است. معیار دیگری که در پژوهش حاضر مورد استفاده قرار گرفته‌است، درصد افت تراست می‌باشد. این کمیت نشان می‌دهد که با تزریق جانبی، نسبت‌به حالت بدون تزریق جانبی چه میزان از تراست نازل کاسته می‌شود:

$$\text{درصد افت تراست}=\frac{F_{r,non-injecting}-F_{r,injecting}}{F_{r,non-injecting}}\times100\% \quad (۲٤)$$

درصد افت تراست کمتر نشان‌دهندهٔ عملکرد مطلوب‌تر نازل است. کمیت آخر نسبت نیروی تراست به دبی جرمی کل نازل $F_r/\left(w_p+w_s\right)$ است. این کمیت نشان می‌دهد که چه میزان نیروی تراست به‌ازای واحد دبی جرمی تولید شده‌است.

هندسهٔ مطالعاتی، شبکهٔ محاسباتی و شرایط مرزی

هندسهٔ تحقیق تجربی فلام و همکاران [15] به‌عنوان هندسهٔ مبنا در پژوهش حاضر انتخاب گردیده‌است که در بخش بعد بااستفاده از آن اعتبارسنجی روش عددی انجام خواهد گردید. این هندسه در شکل (۱- الف) نشان داده شده‌است. برای مطالعهٔ حاضر زاویهٔ تزریق $\alpha=150°$ و طول حفرهٔ $l=3.0''$ به‌دلیل ایجاد بیشترین زاویهٔ برداردهی و بازدهی برداردهی انتخاب گردیده‌است. هم‌چنین نسبت فشار نازل نیز در مقدار $NPR=4$ ثابت نگه داشته شده‌است. به‌منظور انجام شبیه‌سازی‌های عددی، شبکهٔ سازمان‌یافتهٔ دوبعدی بااستفاده از انسیس مشینگ (Ansys meshing v19.0) تولید شده‌است. برای بررسی استقلال حل عددی از شبکه، میدان جریان واکنشی تزریق متان به‌وسیلهٔ سه شبکهٔ مختلف با تعداد سلول متفاوت بااستفاده از مدل $k-\varepsilon$ مورد تحلیل قرار گرفته‌است. جزئیات این سه شبکه در جدول (۱) ذکر گردیده‌است.

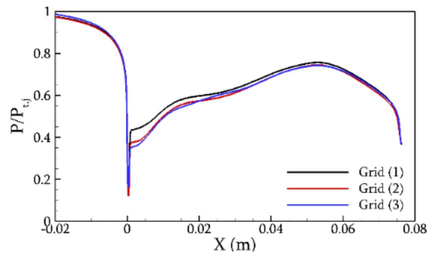


شکل ۱ (الف) هندسهٔ نازل مورد مطالعه،
(ب) شبکهٔ محاسباتی تولیدشده برای میدان جریان،
(پ) جزئیات شبکه در محل تزریق جانبی

جدول ۱ تعداد سلول‌های شبکه‌های مختلف تولیدشده

نام شبکه	شبکه (۱)	شبکه (۲)	شبکه (۳)
تعداد سلول	۱۹۰۰۰	۳۰۰۰۰	۳۸۰۰۰

شکل (۲) توزیع فشار استاتیک بی‌بعد شده به‌وسیلهٔ فشار کل ورودی ($P/P_{t,j}$) برروی دیوارهٔ فوقانی نازل در نرخ تزریق جانبی $\phi = 3\%$را برای این سه شبکه نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، نتایج شبکه‌های (۲) و (۳) با یکدیگر تطابق خوبی دارند. لذا به‌منظور صرفه‌جویی در هزینه‌های شبیه‌سازی، از شبکهٔ (۲) که دارای ۳۰ هزار سلول می‌باشد، به‌عنوان شبکهٔ مرجع برای ادامهٔ تحلیل‌های عددی استفاده می‌شود. این شبکه در شکل (۱–ب) نشان داده شده‌است. هم‌چنین جزئیات شبکه در نزدیکی محل تزریق جت ثانویه در شکل (۱–پ) نشان داده شده‌است. به‌منظور تحلیل دقیق‌تر لایهٔ مرزی نقاط شبکه در نزدیکی دیواره‌ها ریز گردیده‌است. در جهت عمود بر دیواره، ضخامت اولین لایه طوری در نظر گرفته شده‌است تا مقدار y^+ حدود یک به‌دست آید. به‌دلیل مورّب بودن برخی مرزهای میدان جریان، شبکه در برخی مناطق بر دیواره متعامد نیست؛ اما این پدیده تأثیری بر نتایج شبیه‌سازی ندارد؛ زیرا در حلگر مورد استفاده، میدان جریان ابتدا به دستگاه مختصات عمومی انتقال می‌یابد و سپس معادلات حاکم برای آن حل می‌شوند. دستگاه عمومی به‌نحوی انتخاب می‌گردد که هندسه و شبکه کاملاً متعامد باشند و معادلات در یک شبکهٔ یکنواخت تحلیل می‌گردند.



شکل ۲ توزیع فشار بی‌بعد روی دیوارهٔ فوقانی نازل برای شبکه‌های تولید شده

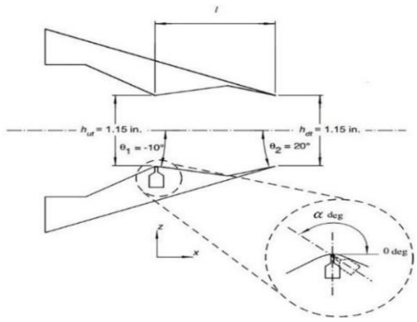
در مرز ورودی جریان اصلی (هوای ورودی)، فشار کل و دمای کل مشــخص گردیده‌اند. هم‌چنین در مرز ورودی جریان ثانویه (انژکتورهای سوخت)، دبی جرمی سوخت مشخص گردیدها ست. شدت توربولانس در ورودی برابر با ۱۰ درصـد در نظر گرفته شـده‌اسـت و مقیاس طولی توربولانس برابر با قطر هیدرولیکی مقطع جریان (چهار برابر سطح مقطع جریان تقسیم بر محیط ترشدهٔ جریان) در نظر گرفته شده‌است. در مرز خروجی نیز شرط مرزی فشار ثابت معادل با فشار محیط (۱۰۱ کیلوپا سکال) اعمال گردیدها ست. روی دیواره‌ها شرط مرزی عدم لغزش، عایق حرارتی و عایق جرمی برای

گونه‌های شیمیایی (شار حرارتی و جرمی صفر) اعمال گردیده‌است.

اعتبارسنجی روش عددی

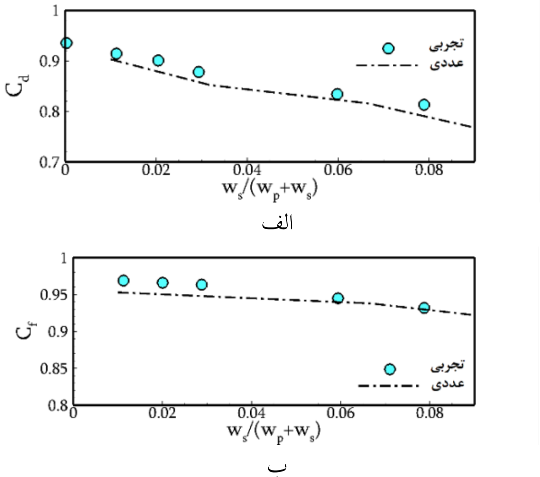
در بخش معادلات حاکم ذکر شد که مدل آشفتگی $k-\varepsilon$ استاندارد و مدل احتراقی اتلاف گردابه به‌منظور مدل‌سازی جریان آشفتهٔ واکنشی به‌کار رفته‌است. هم‌چنین ذکر شد که روش حل مورد استفاده در این پژوهش، روش پادبادسو از مرتبهٔ دوم می‌باشد. در این بخش شبیه‌سازی‌های جریان مافوق صوت در نازل‌های دوگلوگاهه به‌منظور اعتبارسنجی روش عددی انجام شده‌است. داده‌های تجربی از آزمایش‌های فلام و همکاران (۲۰۰۵) [15] گرفته شده‌است. آزمایش‌های آنان شامل اندازه‌گیری پارامترهای جریان مافوق‌صوت غیرواکنشی در یک نازل دوگلوگاهه می‌باشد. شکل شماتیک نازل آزمایشگاهی تحقیق فلام و همکاران [15] در شکل (۳) نشان داده شده‌است. در آزمایش‌های آنان ضریب تخلیه، ضریب تراست، زاویهٔ بردارده‌ی، بازدهی بردارده‌ی و توزیع فشار برحسب نسبت فشار نازل (NPR)، درصد تزریق جانبی و طول حفره اندازه‌گیری شده‌است. در پژوهش حاضر این جریان‌ها مورد شبیه‌سازی قرار می‌گیرند و پارامترهای مذکور از طریق مدل‌سازی عددی محاسبه می‌شوند و با مقادیر تجربی مقایسه می‌گردند. زاویهٔ تزریق (α) در مقدار ۱۵۰ درجه ثابت شده‌است. به‌دلیل حجم بالای داده‌های تجربی، برخی از آنها انتخاب گردیده و با مقادیر عددی مقایسه شده‌است. سعی گردیده‌است که موارد انتخابی از نظر شرایط عملکردی تا حد امکان متنوع باشند. نتایج این مقایسه در شکل‌های (۷-۴) نشان داده شده‌است.

شکل (۴) نمودار تغییرات ضریب تخلیه و ضریب تراست نازل با نرخ تزریق ثانویه را برای یک نازل به طول حفرهٔ ۳ اینچ و نسبت فشار $NPR=4$ نشان می‌دهد. تطابق خوبی بین داده‌های تجربی و عددی مشاهده می‌گردد. هم‌چنین مشاهده می‌گردد که با افزایش درصد تزریق ثانویه، هر دو پارامتر تضعیف می‌شوند. علت این امر کاهش دبی جرمی عبوری از نازل و کاهش تراست نازل به‌دلیل تزریق است، که هر دوی این پدیده‌ها هزینهٔ بردارده‌ی می‌باشند.

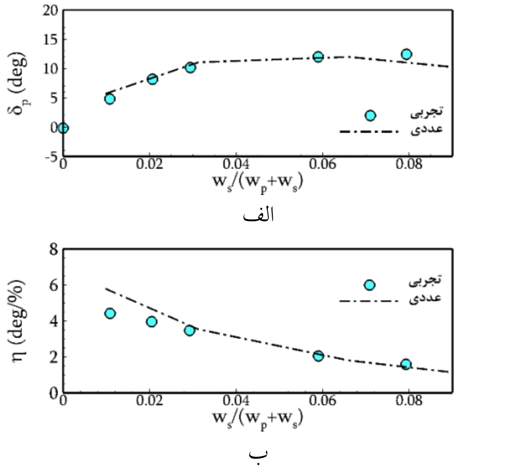


شکل ۳ شماتیک نازل آزمایشگاهی فلام و همکاران به‌همراه ابعاد نازل (برگرفته از [15])

شکل (۵) نمودار تغییرات زاویهٔ بردارده‌ی و بازدهی بردارده‌ی نازل با نرخ تزریق ثانویه را برای یک نازل به طول حفرهٔ ۲ اینچ و نسبت فشار $NPR=4$ نشان می‌دهد. در این نمودار نیز تطابق خوبی بین داده‌های تجربی و عددی مشاهده می‌گردد. هم‌چنین می‌توان مشاهده کرد که با افزایش تزریق جانبی، زاویهٔ بردارده‌ی افزایش می‌یابد، ولی بازدهی بردارده‌ی کاهش می‌یابد. این پدیده نتیجهٔ مستقیم افزایش اندازهٔ ناحیهٔ چرخشی داخل حفره‌است که منجر به انحراف بیشتر جریان می‌گردد.

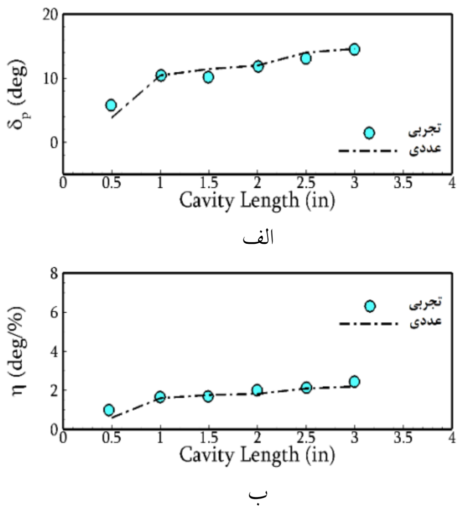


شکل ٤ تغییرات ضریب تخلیه (شکل الف) و ضریب تراست (شکل ب) نازل برحسب نرخ تزریق ثانویهٔ جانبی (طول حفره ۳ اینچ و نسبت فشار ٤)

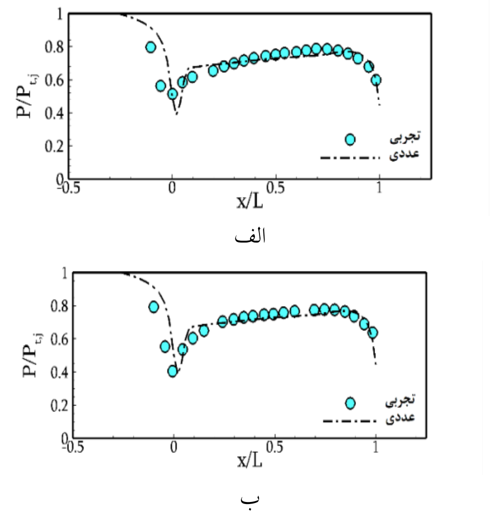


شکل ۵ تغییرات زاویهٔ بردارده‌ی (شکل الف) و بازدهی بردارده‌ی (شکل ب) نازل برحسب نرخ تزریق ثانویهٔ جانبی (طول حفره ۲ اینچ و نسبت فشار ٤)

شکل (٦) نمودار تغییرات زاویهٔ بردارده‌ی و بازدهی بردارده‌ی نازل با طول حفره را برای یک نازل با نسبت فشار $NPR=4$ و ٦ درصد تزریق جانبی نشان می‌دهد. این شکل‌ها نشان می‌دهند که برخلاف ضریب تخلیه و ضریب تراست، زاویه و بازدهی بردارهی حساسیت بالایی به طول حفره دارند. با افزایش طول حفره هردوی این پارامترها بهبود می‌یابند، به‌طوری‌که نازلی با طول حفرهٔ ۳ اینچ بهترین عملکرد را از این نظر داراست.



شکل ٦ تغییرات زاویهٔ بردارده‌ی (شکل الف) و بازدهی بردارده‌ی (شکل ب) نازل برحسب طول حفره (٦ درصد تزریق ثانویه و نسبت فشار ٤)



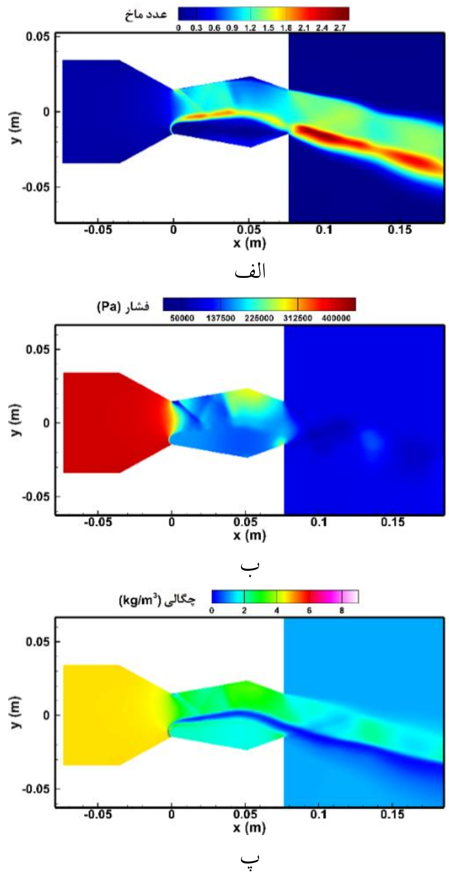
شکل ۷ توزیع فشار بی‌بعد روی سطح بالایی (شکل الف) و پایینی (شکل ب) نازل (طول حفره ۲ اینچ و نسبت فشار ٤)

شکل (۷) نمودار توزیع فشار استاتیک بدون بعد را برروی سطح داخلی نازل، برای یک نازل بدون تزریق جانبی با نسبت فشار $NPR=4$ و طول حفرهٔ ۲ اینچ نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، برای توزیع فشار نیز تطابق خوبی بین نتایج تجربی و عددی مشاهده می‌شود. هم‌چنین واضح است که موقعیت حداقل فشار در گلوگاه بالادستی یعنی $x/L=0$ رخ می‌دهد.

بررسی نتایج

در قسمت‌های قبل ذکر شد که از حلگر تجاری انسیس فلوئنت $v19.0$ به‌منظور انجام شبیه‌سازی‌ها استفاده شده‌است. مدل آشفتگی $k-\varepsilon$ استاندارد و مدل احتراقی اتلاف گردابه به‌منظور مدل‌سازی جریان آشفته واکنشی به‌کار رفته‌است. هم‌چنین ذکر شد که روش حل مورد استفاده در این پژوهش، روش پادبادسو از مرتبهٔ دوم می‌باشد. هفت سوخت مختلف شامل متان، اتان، پروپان، نفت سفید (کروسین)، سوخت دیزل، گازوئیل و اکتان به‌منظور تزریق جانبی مورد استفاده قرار گرفته‌است. در این قسمت نتایج به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی تزریق جانبی این سوخت‌ها مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد. در ابتدا به‌منظور درک بهتر میدان جریان، توزیع عدد ماخ، فشار و چگالی برای تزریق

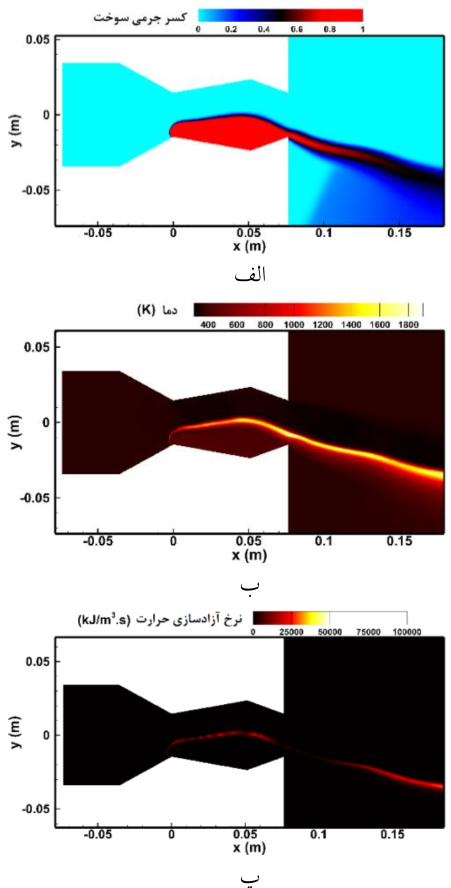
جانبی پروپان با نرخ تزریق ۹ درصد مورد بررسی قرار می‌گیرد. این کانتورها در شکل (۸) نشان داده شده‌است. تمام کانتورها نشان می‌دهند که بردارد‌هی (انحراف جریان اصلی از راستای افق) با تزریق جانبی محقق شده‌است. علت این پدیده تشکیل ناحیهٔ جریان چرخشی داخل حفره به‌دلیل جدایش جریان ناشی از تزریق جانبی است. هم‌چنین امواج ضربه‌ای مایل که در پایین‌دست هر دو گلوگاه تشکیل شده‌اند، نیز در هر سه کانتور قابل مشاهده می‌باشند. در کانتور چگالی مشاهده می‌شود که یک ناحیهٔ کم‌چگالی در لایهٔ برشی بین جریان اصلی و جریان ثانویه تشکیل شده‌است. در ادامه خواهیم دید که علت تشکیل این ناحیه، بالا بودن دما در این لایه است.



شکل ۸ (الف) توزیع عدد ماخ برای تزریق جانبی پروپان با نرخ تزریق ۹ درصد، (ب) توزیع فشار استاتیک، (پ) توزیع چگالی

توزیع های کســـر جرمی ســـو خت، د ما و نرخ آزاد سازی حرارت در شکل (۹) نشان داده شدها ست.

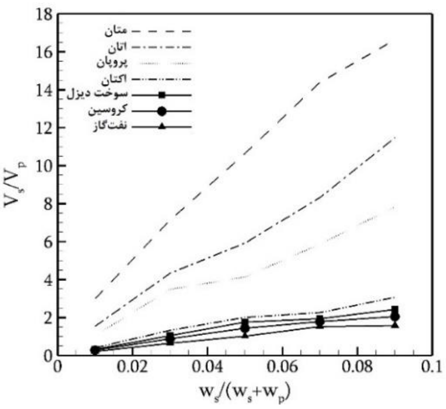
کانتور کســـر جرمی ســـوخت نشـــان می‌دهد که داخل حفره از سوخت پر شده‌است، ولی در ادامه به‌دلیل رخ دادن احتراق، از غلظت سوخت کا سته می شود. کانتور دما نشان می‌دهد که بیشینهٔ دما در حدود ۱۹۰۰ کلوین می‌با شد و یک ناحیهٔ دما بالا در لایهٔ بر شی بین جریان اصلی و ناحیهٔ چرخشی داخل حفره تشکیل شده‌است. این ناحیهٔ دما بالا در لا یهٔ تماس بین ســـو خت و اکســـیدکننده که بیشـــترین نرخ آزادســـازی حرارت را دارا ست، دیده می شود. کانتور نرخ آزاد سازی حرارت به‌خوبی این لایه را نشـــان می‌دهد. همین لایه که دارای بیشترین دما می‌با شد، طبیعتاً دارای کمترین چگالی نیز هست که در شکل (۸-پ) مشاهده شد.



شکل ۹ (الف) توزیع غلظت سوخت برای تزریق جانبی پروپان با نرخ تزریق ۹ درصد، (ب) توزیع دما، (پ) توزیع نرخ آزادسازی حرارت

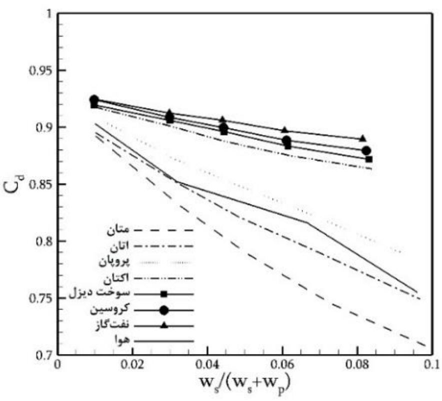
همان‌طور که قبلاً ذکر شد، از هفت سوخت مختلف

برای تزریق جانبی استفاده شده‌است. این سوخت‌ها به‌دلیل داشتن چگالی‌های متفاوت، دارای سرعت‌های تزریق متفاوت در نرخ تزریق ثانویهٔ یکسان می‌باشند. طبیعتاً هرچه سوخت سنگین‌تر (دارای چگالی بالاتر) باشد، در نرخ تزریق جانبی یکسان، سرعت تزریق جانبی آن پایین‌تر است. در شکل (۱۰) نسبت سرعت تزریق ثانویه به سرعت جت اصلی (V_s/V_p) برحسب نرخ تزریق ثانویه برای جریان احتراقی نشان داده شده‌است. همان‌طور که مشاهده می‌گردد، سوخت‌های متان و اتان که سبک‌ترین سوخت‌ها می‌باشند، دارای بیشترین نسبت سرعت و سوخت‌های کروسین و نفت‌گاز که سنگین‌ترین سوخت‌ها هستند، داری کمترین نسبت سرعت می‌باشند.

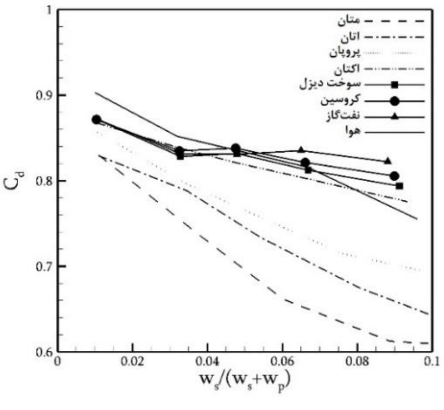


شکل ۱۰ نمودار تغییرات نسبت سرعت تزریق ثانویه به اولیه برحسب درصد تزریق جانبی سوخت‌های مختلف برای حالت احتراقی

در ادامه پارامترهایی که به‌عنوان معیار ارزیابی عملکرد نازل مورد استفاده قرار می‌گیرند، برای شبیه‌سازی تزریق سوخت‌های مختلف مورد بررسی قرار خواهند گرفت. هم‌چنین نتایج حاصل از تزریق جانبی هوا نیز برای مقایسه در کنار نتایج سوخت‌های مختلف قرار داده شده‌است. شکل (۱۱) نمودار تغییرات ضریب تخلیهٔ نازل با درصد تزریق جانبی برای سوخت‌های مختلف در دو حالت غیرواکنشی و واکنشی را نشان می‌دهد. نمودارها نشان می‌دهند که در حالت غیرواکنشی تزریق سوخت‌های سنگین شامل اکتان، سوخت دیزل، نفت‌گاز، کروسین و حتی پروپان به‌جای هوا موجب بهبود ضریب تخلیهٔ نازل می‌گردد. به‌طور نمونه تزریق نفت‌گاز در حالت غیرواکنشی ضریب تخلیه را به بالای ۰/۹۱ افزایش می‌دهد؛ درحالی‌که تزریق سوخت‌های سبک متان و اتان موجب تضعیف ضریب تخلیه می‌گردد. برای حالت واکنشی نیز تزریق سوخت‌های سنگین دیزل، نفت‌گاز، اکتان و کروسین در درصدهای تزریق بالا موجب بهبود ضریب تخلیه می‌گردد. تزریق نفت‌گاز در حالت واکنشی ضریب تخلیه‌ای به‌میزان ۰/۸۷ را رقم می‌زند. درحالی‌که تزریق سوخت‌های سبک متان، اتان و پروپان در حالت احتراقی موجب تضعیف آن می‌شود. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که نسبت سرعت V_s/V_p نقشی اساسی ایفا می‌کند. بدین معنا که هرچه نسبت سرعت کمتر باشد (یعنی سوخت‌های سنگین‌تر) ضریب تخلیه قوی‌تر است. سوخت نفت‌گاز که داری کمترین نسبت سرعت است، در عین حال بیشترین ضریب تخلیه را ایجاد می‌کند. علت آن نیز می‌تواند این باشد که سیال ثانویه با مومنتوم کمتری به داخل نازل پرتاب می‌شود و عبور جریان اصلی را با ممانعت کمتری مواجه می‌کند. به‌طور کلی می‌توان گفت که حالت‌های غیراحتراقی ضریب تخلیهٔ بهتری نسبت‌به حالت‌های احتراقی دارند؛ زیرا تزریق سوخت در حالت احتراقی، به‌علت انبساط حجمی ممانعت بیشتری برای عبور جریان ایجاد می‌کند و ضریب تخلیه را کاهش می‌دهد.



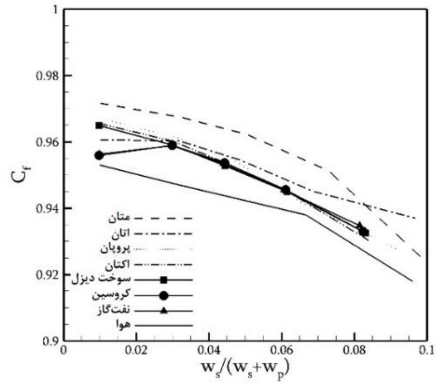
الف



ب

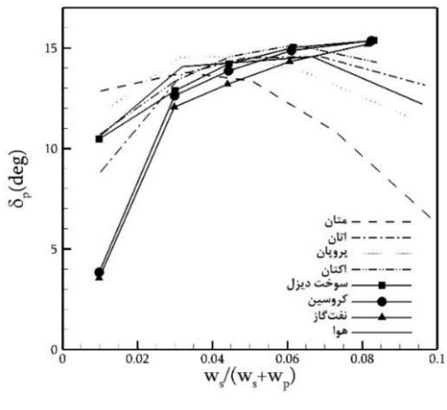
شکل ۱۱ نمودار تغییرات ضریب تخلیهٔ نازل برحسب درصد تزریق جانبی سوخت‌های مختلف برای حالت‌های غیراحتراقی (شکل الف) و احتراقی (شکل ب)

شکل (۱۲) نمودار تغییرات ضریب تراست نازل با درصـد تزریق جانبی را برای سـوخت‌های مختلف در حالت غیرواکنشی نشان می‌دهد. تزریق سوخت موجب بهبود ضریب تراست نازل می‌گردد و از این نظر تفاوتی بین سـوخت‌های سـنگین و سـبک وجود ندارد. ولی سـوخت‌های سـبک ضـریب تراسـت بالاتری ایجاد می‌کنند.

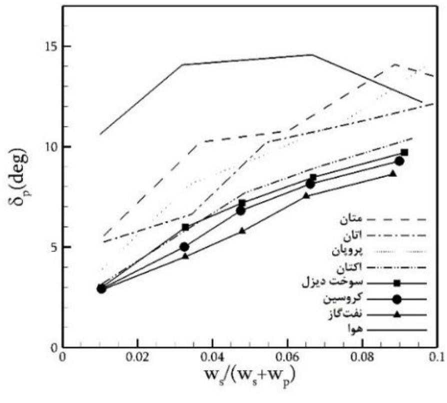


شکل ۱۲ نمودار تغییرات ضریب تراست نازل برحسب درصد تزریق جانبی سوخت‌های مختلف برای حالت‌های غیراحتراقی

شکل (۱۳) نمودار تغییرات زاویهٔ برداردهی نازل با درصد تزریق جانبی برای سوخت‌های مختلف را در دو حالت غیرواکنشی و واکنشی نشان می‌دهد. این نمودارها نشان می‌دهند که در حالت غیراحتراقی سوخت دیزل و اکتان بیشترین زاویهٔ برداردهی را ایجاد می‌کنند (حدود ۱۵ درجه در نرخ تزریق ۸ درصد). همان‌طور که مشاهده می‌شود در حالت غیراحتراقی تزریق سوخت متان با نرخ تزریق بالا (بیشتر از ۰/۰۴) موجب تضعیف شدید زاویهٔ برداردهی می‌گردد. علت این پدیده آن است که این سوخت دارای جرم مولکولی و چگالی پایینی می‌باشد، لذا مطابق با شکل (۱۰) در نرخ تزریق یکسان نسبت سرعت جریان ثانویه به اولیه (V_s/V_p) برای این سوخت بالاست (بیشتر از ۱۰ در محدودهٔ ذکرشده)؛ یعنی سوخت با مومنتوم بسیار بالاتری نسبت‌به جریان اصلی به داخل نازل وارد می‌شود و این مومنتوم بسیار بالا در حرکت جریان اصلی اختلال ایجاد می‌کند و به‌جای کمک به برداردهی موجب تضعیف آن می‌گردد. به همین دلیل زاویهٔ برداردهی مربوط به متان با افت شدید مواجه می‌شود.



الف

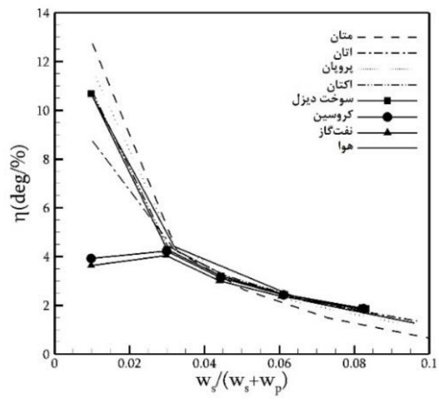


ب

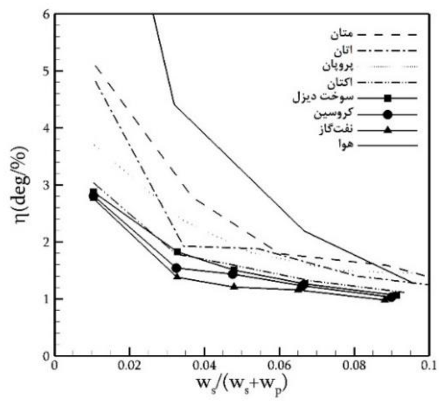
شکل ۱۳ نمودار تغییرات زاویهٔ برداردهی نازل برحسب درصد تزریق جانبی سوخت‌های مختلف برای حالت‌های غیراحتراقی (شکل الف) و احتراقی (شکل ب)

در شکل (۱۳-ب) مشاهده می‌کنیم که فعال‌سازی احتراق فقط در نرخ‌های تزریق بالا (بیشتر از ۸ درصد) و فقط برای سوخت‌های سبک (متان، اتان و پروپان) موجب بهبود زاویهٔ برداردهی می‌گردد (تا ۱۵ درجه) و در نرخ‌های پایین برای همهٔ سوخت‌ها اثر منفی بر زاویهٔ برداردهی دارد. برای حالت احتراقی زاویهٔ برداردهی رابطهٔ مستقیمی با پارامتر نسبت سرعت V_s/V_p دارد. به عبارتی نسبت سرعت بالاتر منجر به زاویهٔ برداردهی بیشتر می‌شود. هم‌چنین در این شکل مشاهده می‌شود که سیال‌های هوا و متان علی‌رغم تولید زاویهٔ برداردهی بالا، تغییرات نامنظمی از خود نشان می‌دهند. علت این پدیده نیز می‌تواند به‌وسیلهٔ نسبت سرعت V_s/V_p توضیح داده شود. هر دوی این سیال‌ها به‌دلیل داشتن جرم مولکولی و چگالی کمتر نسبت‌به بقیهٔ سیال‌های تزریق‌شده، در نرخ تزریق یکسان دارای نسبت سرعت V_s/V_p بالاتری می‌باشند؛ لذا مطابق با توضیح ارائه‌شده در بند قبل، با افزایش نرخ تزریق، مومنتوم بسیار بالای جت ثانویه موجب ایجاد اختلال در مسیر حرکت جت اصلی می‌شود و فرآیند برداردهی را با اخلال مواجه می‌کند؛ ولی سایر سوخت‌ها به‌دلیل داشتن نسبت V_s/V_p پایین‌تر، دچار این اختلال نمی‌گردند.

شکل (١٤) نمودار تغییرات بازدهی برداردهی نازل با درصد تزریق جانبی برای سوخت‌های مختلف را در دو حالت غیرواکنشی و واکنشی نشان می‌دهد. تزریق سوخت در حالت غیراحتراقی تأثیر چندانی بر بازدهی برداردهی ندارد، چرا که به‌جز در نرخ‌های تزریق پایین، سوخت‌های مختلف بازدهی برداردهی تقریباً یکسانی دارند. در نرخ‌های تزریق پایین (حدود ۱ درصد)، سوخت متان دارای بیشترین بازدهی برداردهی به‌میزان ۱۳ درجه بر درصد تزریق است. ولی تزریق سوخت در حالت احتراقی غالباً موجب تنزل بازدهی برداردهی می‌گردد. فقط در نرخ‌های تزریق بالا (بیشتر از ۹ درصد) تزریق سوخت در حالت احتراقی بازدهی بهتری از هوا دارد. در حالت احتراقی، سوخت‌های سبک بازدهی برداردهی بالاتری نسبت‌به سوخت‌های سنگین دارند. به‌عبارتی می‌توان گفت نسبت سرعت V_s/V_p در اینجا نیز نقشی کلیدی ایفا می‌کند. یعنی نسبت سرعت بالاتر منجر به بازدهی بهتر می‌شود.



الف

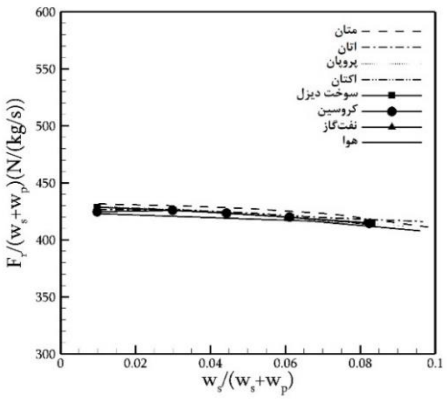


ب

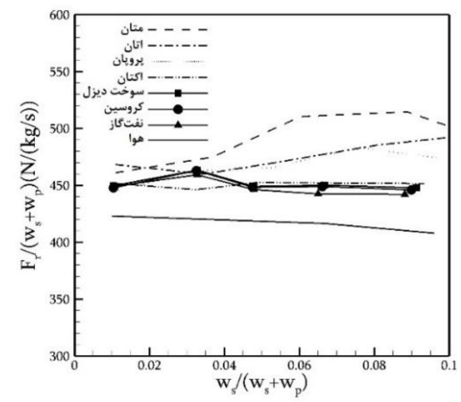
شکل ١٤ نمودار تغییرات بازدهی برداردهی نازل برحسب درصد تزریق جانبی سوخت‌های مختلف برای حالت‌های غیراحتراقی (شکل الف) و احتراقی (شکل ب)

شکل (١٥) نمودار تغییرات نسبت تراست به دبی جرمی نازل با درصد تزریق جانبی را برای سوخت‌های مختلف در دو حالت غیرواکنشی و واکنشی نشان می‌دهد. نمودار غیرواکنشی نشان می‌دهد که نسبت تراست به دبی جرمی برای همهٔ سوخت‌ها تقریباً یکسان و برابر با هوا می‌باشد، اما برای حالت واکنشی نسبت تراست به دبی جرمی سوخت‌ها بیشتر از هوا است و این افزایش در پاره‌ای از موارد تا ۲۰ درصد می‌رسد. علت این پدیده آن است که انبساط ناشی از احتراق

موجب شتاب دادن به سیال خروجی از نازل می‌شود و سرعت خروجی آن را افزایش می‌دهد. در نتیجه تراست افزایش می‌یابد. این افزایش برای سوخت‌های سبک متان، اتان و پروپان محسوس‌تر است. یعنی نسبت تراست به دبی جرمی با نسبت سرعت V_s/V_p رابطهٔ مستقیمی دارد.



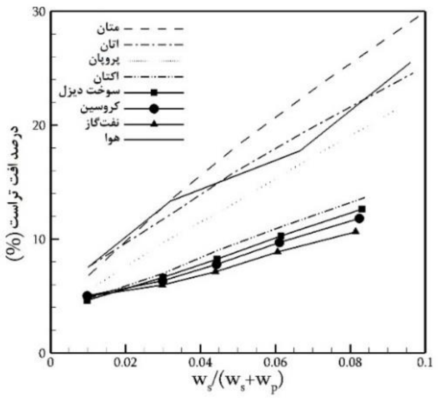
الف



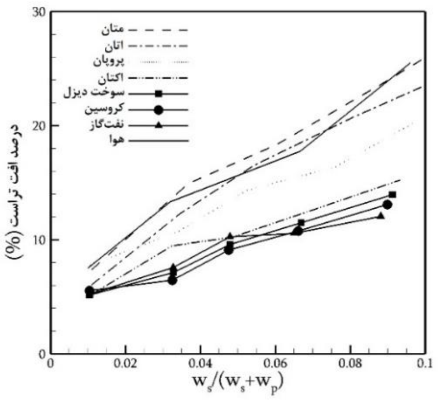
ب

شکل ۱۵ نمودار تغییرات نسبت تراست به دبی جرمی نازل برحسب درصد تزریق جانبی سوخت‌های مختلف برای حالت‌های غیراحتراقی (شکل الف) و احتراقی (شکل ب)

شکل (١٦) نمودار تغییرات درصد افت تراست نازل با درصد تزریق جانبی را برای سوخت‌های مختلف در دو حالت غیرواکنشی و واکنشی نشان می‌دهد. همان‌طور که قبلاً ذکر شد، درصد افت تراست برای نازل‌های دارای تزریق جانبی نسبت‌به حالت بدون تزریق جانبی محاسبه می‌شود. بنابراین هرچه‌قدر مقدار آن کمتر باشد، نشان‌دهندهٔ عملکرد بهتر است. نمودارها نشان می‌دهند که به‌جز دو سوخت متان و اتان، تزریق بقیه سوخت‌ها برای هر دو حالت غیرواکنشی و واکنشی، درصد افت تراست بهتری نسبت‌به تزریق هوا دارد. حالت احتراقی و غیراحتراقی از این نظر تفاوت چندانی با یکدیگر ندارند. سه سوخت سنگین نفت‌گاز، کروسین و دیزل داری کمترین درصد افت تراست به میزانی کمتر از ١٠ درصد می‌باشند. در این‌جا نیز مشاهده می‌گردد که سوخت‌های سبک‌تر که نسبت سرعت V_s/V_p بالاتری دارند، افت تراست بالاتری را نیز تجربه می‌کنند. این پدیده نیز می‌تواند به‌علت ممانعت از عبور جریان در مومنتوم تزریق جانبی بالاتر باشد.



الف



ب

شکل ١٦ نمودار تغییرات درصد افت تراست نازل (نسبت‌به حالت بدون تزریق) برحسب درصد تزریق جانبی سوخت‌های مختلف برای حالت‌های غیراحتراقی (شکل الف) و احتراقی (شکل ب)

نتیجه‌گیری

نوآوری اصلی در پژوهش حاضر، تزریق جانبی سوخت‌های واکنش‌پذیر به‌جای سیالات غیرواکنش‌پذیر در نازل‌های دوگلوگاهه می‌باشد. در این پژوهش تأثیر نوع سوخت تزریق‌شده بر عملکرد سیستم کنترل بردار تراست، بااستفاده از مدل آشفتگی $k-\varepsilon$ به‌همراه مدل احتراقی اتلاف گردابه مورد شبیه‌سازی قرار گرفته‌است. تأثیر تزریق جانبی هفت سوخت هیدروکربنی مختلف شامل متان، اتان، پروپان، اکتان، سوخت دیزل، کروسین و نفت‌گاز بر عملکرد نازل در دو حالت احتراقی و غیراحتراقی مورد مطالعه قرار گرفته‌است. پارامترهای عملکردی نازل شامل ضریب تخلیه، ضریب تراست، زاویهٔ برداردهی، بازدهی برداردهی، نسبت تراست به دبی جرمی و درصد افت تراست به‌منظور ارزیابی عملکرد نازل مورد استفاده قرار گرفته‌است. مهم‌ترین نتایج به‌دست‌آمده به شرح زیر است:

- نتایج حاصل از اعتبارسنجی تطابق بسیار خوبی با نتایج آزمایشگاهی نشان می‌دهند. این مطلب نشان‌دهندهٔ دقت بالای روش عددی در پیش‌بینی جریان تراکم پذیر در داخل نازل دوگلوگاهه می‌باشد.
- تزریق سوخت‌های سنگین‌تر موجب ایجاد ضریب تخلیهٔ بالاتری می‌گردد. به‌عنوان نمونه تزریق نفت‌گاز ضریب تخلیه را تا بالای ۰/۹۱ افزایش می‌دهد.
- بیشترین زاویهٔ برداردهی در جریان غیراحتراقی توسط سوخت دیزل و اکتان ایجاد می‌شود که برابر با ۱۵ درجه در نرخ تزریق ۸ درصد است. فعال‌سازی احتراق فقط در نرخ‌های تزریق بیشتر از ۸ درصد و فقط برای سوخت‌های سبک (متان، اتان و پروپان) موجب بهبود زاویهٔ برداردهی می‌گردد.
- سوخت‌های سبک بازدهی برداردهی بالاتری نسبت‌به سوخت‌های سنگین دارند. به‌عنوان نمونه در نرخ‌های تزریق پایین (حدود ۱ درصد)، سوخت متان دارای بیشترین بازدهی برداردهی به‌میزان ۱۳ درجه بر درصد تزریق است.
- تزریق سوخت‌های سبک موجب افزایش نسبت تراست به دبی جرمی به‌میزان حداکثر ۲۰ درصد می‌شود.
- سه سوخت سنگین نفت‌گاز، کروسین و دیزل داری کمترین درصد افت تراست به‌میزانی کمتر از ۱۰ درصد می‌باشند.
- به‌طور کلی تزریق سوخت‌های سبک از نظر ضریب تراست، بازدهی برداردهی و نسبت تراست به دبی جرمی عملکرد بهتری دارند، ولی سوخت‌های سنگین از نظر ضریب تخلیه، زاویهٔ برداردهی و درصد افت تراست بهتر هستند.
- نسبت سرعت تزریق ثانویه به سرعت جت اصلی (V_s/V_p) نقشی کلیدی در تأثیر تزریق هر یک از سوخت‌های سنگین و سبک ایفا می‌کند.

واژه‌نامه

کنترل بردار نیروی پیش‌ران	Thrust-vector control (TVC)
کنترل بردار ضربه	Shock-vector control
جابه‌جایی گلوگاه نازل	Throat-shifting
جریان مخالف‌الجهت	Counterflow
مرکز تحقیقات لانگلی ناسا	NASA Langley Research Center
نازل دوگلوگاهه	Dual-throat nozzle (DTN)
زاویهٔ گستردگی	Span Angle
نسبت فشار نازل	Nozzle Pressure Ratio (NPR)
کنارگذر	Bypass

میانگین‌گیری شدهٔ فاوره	Favre-averaged
اتلاف گردابه	Eddy-dissipation
فروشکست گردابه	Eddy-breakup
پادبادسو	Upwind

فهرست علائم

مساحت گلوگاه نازل	A_{throat}
ضریب تخلیهٔ نازل	C_d
ضریب تراست سیستم	C_f
ظرفیت حرارتی مخصوص در فشار ثابت	$C_{p,k}$
ثابت مدل	C_μ
تراست محوری	F_a
تراست ایزونتروپیک ایده‌آل جریان اولیه	F_{ip}
تراست ایزونتروپیک ایده‌آل جریان ثانویه	F_{is}
تراست عمودی	F_n
تراست برآیند	F_r
انتالپی	h
انتالپی گونهٔ شیمیایی k	h_k
انتالپی استاندارد تشکیل گونهٔ شیمیایی k	$h^{o}_{f,k}$
شار پخشی گونهٔ شیمیایی k	J_k
انرژی جنبشی آشفتگی	k
وزن مولکولی گونهٔ شیمیایی k	M_k
نسبت فشار نازل	NPR
فشار	P
فشار محیط	$P_{ambient}$
فشار سکون	P_0
نرخ آزادسازی حرارت	$\dot{Q}$
ثابت گاز هوا	R
ثابت جهانی گازها	R_u
عدد اشمیت	Sc
دما	T
دمای سکون	T_0
مؤلفهٔ سرعت در جهت iاُم	u_i
نرخ جریان وزنی جت اولیه	w_p
نرخ جریان وزنی جت ثانویه	w_s
نرخ جریان وزنی ایده‌آل جت اولیه	w_{ip}
مختصات جهت iاُم	x_i
کسر جرمی گونه k	Y_k
نسبت حرارت‌های مخصوص	γ
زاویهٔ برداردهی تراست	δ_p
نرخ اتلاف انرژی جنبشی آشفتگی	ε
بازدهی برداردهی تراست	η
ضریب هدایت حرارتی	λ
لزجت مولکولی دینامیکی	μ
لزجت آشفتگی دینامیکی	μ_t
ضرایب استوکیومتریک	ν
چگالی	ρ
عدد پرانتل آشفتگی برای ε	σ_ε
عدد پرانتل آشفتگی برای k	σ_k
تنش برشی	τ_{ij}
درصد تزریق ثانویه از کل جریان جرمی عبوری	ϕ
نرخ تولید خالص گونهٔ شیمیایی kاُم	$\dot{\omega}_k$

مراجع

1. Flamm, J., Deere, K., Mason, M., Berrier, B. and Johnson, S., "Experimental Study of an Axisymmetric

Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle for Supersonic Aircraft Application", In *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, (2007).

2. Waithe, K. and Deere, K., "An Experimental and Computational Investigation of Multiple Injection Ports in a Convergent-Divergent Nozzle for Fluidic Thrust Vectoring", In *21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, (2003).
3. Wing, D.J., "Static Investigation of Two Fluidic Thrust-Vectoring Concepts on a Two-Dimensional Convergent-Divergent Nozzle", National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, (1994).
4. Wu, K., Kim, T.H. and Kim, H.D., "Theoretical and Numerical Analyses of Aerodynamic Characteristics on Shock Vector Control", *Journal of Aerospace Engineering*, . Vol. 33, No. 5, p.04020050, (2020).
5. Wu, K. and Dong Kim, H., "Numerical Study on the Shock Vector Control in a Rectangular Supersonic Nozzle", *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G, Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 233, No. 13, pp. 1-23, (2019).
6. Deng, R., Setoguchi, T. and Kim, H.D., "Large Eddy Simulation of Shock Vector Control Using Bypass Flow Passage", *International Journal of Heat and Fluid Flow*,Vol. 62, P. 474481, (2016).
7. Dores, D., Madruga Santos, M., Krothapalli, A., Lourenco, L., Collins, E., Alvi, F., Strykowski, P., "Characterization of a Counterflow Thrust Vectoring Scheme on a Gas Turbine Engine Exhaust Jet", In *3rd AIAA Flow Control Conference*, (2006).
8. Wu, K., Kim, T. and Kim, H., "Sensitivity Analysis of Counterflow Thrust Vector Control with a Three-Dimensional Rectangular Nozzle", *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 34, P.4020107, (2021).
9. Wu, K., Jin, Y. and Kim, H.D., "Hysteretic Behaviors in Counter-Flow Thrust Vector Control", Journal of Aerospace Engineering, Vol. 32, P. 4019041 (2019).
10. Wu, K., Kim, T.H., Kochupulickal, J.J. and Kim, H.D., "Assessment of the Counter-Flow Thrust Vector Control in a Three-Dimensional Rectangular Nozzle", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*,Vol. 24, No.1, pp. 34-46, (2020).
11. Deere, K., "Summary of Fluidic Thrust Vectoring Research at NASA Langley Research Center", In *21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, (2003).
12. Yagle, P.J., Miller, D.N., Ginn, K.B. and Hamstra, J.W., "Demonstration of Fluidic Throat Skewing for Thrust Vectoring in Structurally Fixed Nozzles", In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. American Society of Mechanical Engineers, (2000).
13. Flamm, J., "Experimental Study of a Nozzle Using Fluidic Counterflow for Thrust Vectoring", In *34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, (1998).
14. Deere, K., Berrier, B., Flamm, J. and Johnson, S., "A Computational Study of a Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Concept", In *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, (2005).

15. Flamm, J., Deere, K., Berrier, B., Johnson, S. and Mason, M., "Experimental Study of a Dual-Throat Fluidic Thrust-Vectoring Nozzle Concept", In *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, (2005).
16. Deere, K., Flamm, J., Berrier, B. and Johnson, S., "Computational Study of an Axisymmetric Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle for a Supersonic Aircraft Application", In *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, (2007).
17. Flamm, J., Deere, K., Mason, M., Berrier, B. and Johnson, S., "Design Enhancements of the Two-Dimensional, Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Concept", In *3rd AIAA Flow Control Conference*, (2006).
18. Deere, K., Berrier, B., Flamm, J. and Johnson, S., "Computational Study of Fluidic Thrust Vectoring Using Separation Control in a Nozzle", In: *21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, (2003).
19. حامدی، ه.، جهرمی، م.، محمودی، م. و پیرکندی، ج.، «بررسی عددی تأثیر سطح مقطع تزریق جریان ثانویه بر میزان چرخش زاویهٔ بردار نیرو در نازل های دارای دو گلوگاه»، *مهندسی مکانیک مدرس*، سال پانزده، 125-۱۱۷، (۱۳۹٤).
20. Wu, K.X., Kim, T.H. and Kim, H.D., "Numerical Study of Fluidic Thrust Vector Control Using Dual Throat Nozzle", *Journal of Applied Fluid Mechanics*,. Vol.14, No.1, p73-87, (2021).
21. Gu, R. and Xu, J., "Effects of Cavity on the Performance of Dual Throat Nozzle During the Thrust-Vectoring Starting Transient Process", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol.136, P.14502, (2014).
22. Gu, R. and Xu, J., "Dynamic Experimental Investigations of a Bypass Dual Throat Nozzle", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. Vol.137, No.8, (2015).
23. Gu, R., Xu, J. and Guo, S., "Experimental and Numerical Investigations of a Bypass Dual Throat Nozzle", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. Vol.136, No.8, (2014).
24. Wang, Y., Xu, J., Huang, S., Jiang, J. and Pan, R., "Design and Preliminary Analysis of the Variable Axisymmetric Divergent Bypass Dual Throat Nozzle", *Journal of Fluids Engineering*, Vol.142, No.6, (2020).
25. Wang, Y.-S., Xu, J.-L., Huang, S., Lin, Y.-C. and Jiang, J.-J., "Experimental and Numerical Investigation of an Axisymmetric Divergent Dual Throat Nozzle", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G*, Vol.234, No.3, pp.563-573, (2020).
26. Hamedi-Estakhrsar, M.H. and Mahdavy-Moghaddam, H., "Experimental Evaluation and Numerical Simulation of Performance of the Bypass Dual Throat Nozzle", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G*. 0954410020959886, (2020).
27. Hamedi-Estakhrsar, M.H., Ferlauto, M. and Mahdavy-Moghaddam, H., "Numerical Study of Secondary Mass Flow Modulation in a Bypass Dual-Throat Nozzle", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G*,Vol.235, No.4, pp.488-500, (2021).
28. Ferlauto, M. and Marsilio, R., "A Numerical Method for the Study of Fluidic Thrust-Vectoring", *Adv. Aircr.*

Spacer. Sci. 3, No.4, P.367, (2016).

29. Ferlauto, M. and Marsilio, R., "Numerical Investigation of the Dynamic Characteristics of a Dual-Throat-Nozzle for Fluidic Thrust-Vectoring", *AIAA J.*, Vol.55, pp.86-98, (2017).
30. Ferlauto, M. and Marsilio, R., "Open and Closed-Loop Responses of a Dual-Throat Nozzle During Fluidic Thrust Vectoring", In *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, (2016).
31. Shin, C.S. and Kim, H.D., Setoguchi, T., Matsuo, S., "A Computational Study of Thrust Vectoring Control Using Dual Throat Nozzle", *Journal of Thermal Science*, Vol.19, No.6, pp.486-490, (2010).
32. Wang, Y., Xu, J. and Huang, S., "Study of Starting Problem of Axisymmetric Divergent Dual Throat Nozzle", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol.139, No.6, (2017).
33. Huang, S., Xu, J., Yu, K., Wang, Y. and Pan, R., "Design and Experimental Study of a Bypass Dual Throat Nozzle with the Ability of Short/Vertical Takeoff and Landing", *Aerospace Science and Technology*, 107301, (2021).
34. Magnussen, B.F. and Hjertager, B.H., "On mathematical modeling of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion", In *Symposium (international) on Combustion*. Elsevier, (1977).
35. Spalding, D.B. "Mixing and chemical reaction in steady confined turbulent flames", In: *Symposium (International) on Combustion*. Elsevier (1971).

Numerical Analysis of Fuel Injection Impacts on Thrust-Vectoring in a Dual Throat Nozzle

Mohammad Reza Salimi[1], Rasoul Askari[2]

Majid Hasani[3]

1. Introduction

Fluidic thrust-vectoring (FTV) employs injecting a secondary fluid into the boundary layer of a primary jet to deflect the flow and perform vectoring for fighter aircraft applications. FTV system provides some advantages including being lightweight, simple, inexpensive, and fixed geometry. Dual-throat nozzle (DTN) is a novel technique that attains larger thrust vectoring efficiencies than the preceding methods such as throat shifting, without any deficiency in system thrust ratio. Previous investigations have focused on the geometrical optimization of DTN, and using non-reactive fluids such as air for side-injection has been dominant. Therefore, due attention has not been paid to the effects of fuel injection in these nozzles. The main objective of this study is investigating injecting different hydrocarbon fuels in order to see the impacts of fuel type on the overall vectoring performance of a dual-throat nozzle.

2. Governing equations and numerical scheme

Steady state, 3D and compressible Navier-Stokes equations are solved using coupled method for the numerical solutions of the supersonic reacting flow within the dual throat nozzle. Standard $k-\varepsilon$ model along with eddy-dissipation model are invoked to close turbulence and combustion interactions. Governing equations are discretized by the second-order upwind scheme. Different assessment parameters such as discharge coefficient, thrust ratio, thrust-vector angle, and thrust-vectoring efficiency are invoked to evaluate thrust-vectoring performance of the nozzle.

3. Geometry and boundary conditions

Experimental configuration of Flamm et al. is selected as the base geometry of this study, which is shown in the Figure 1**Figure**. Injection angle and cavity length are fixed at $\alpha = 150°$ and $l = 3.0"$, respectively, while the nozzle pressure ratio is $NPR = 4$. At the primary inlet a pressure-inlet boundary condition is imposed, while the mass-flow condition is specified for the secondary inflow. At the outlets a pressure-outlet condition is applied and the walls are specified as no-slip, adiabatic and impenetrable.

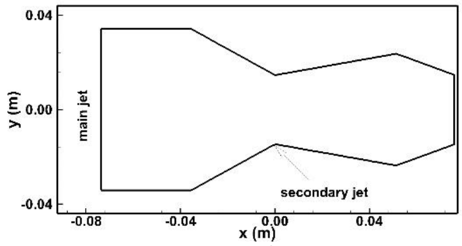


Figure 1. Geometry of dual-throat nozzle

4. Results and Discussion

In the present study, the injection of seven different fuels including methane, ethane, propane, octane, diesel fuel, kerosene, and gasoil were investigated. Both reacting and non-reaction conditions were studied. Figure 2**Figure** shows the nozzle discharge coefficient for different fuels in the reacting conditions. The results show that heavier fuels provide higher discharge coefficients. Gasoil has the best discharge coefficient among these fuels with $C_d = 0.87$.

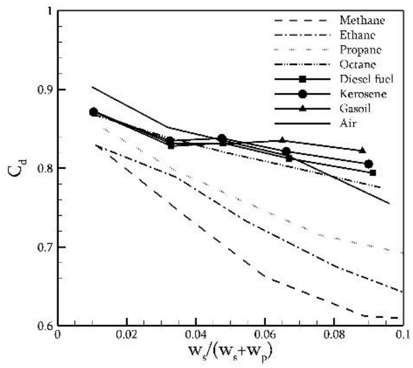


Figure 2. Variation of discharge coefficient with side-injection rate for different fuels in the reacting conditions

Figure 3 presents the thrust vector angle for different fuels in both reacting and non-reacting conditions. In the non-reacting conditions, diesel fuel and octane have the largest thrust-vector angle (around 15 degrees in $\phi = 8\%$), whereas in the reacting conditions, methane provides the

[1] Corresponding Author, Assistant professor, Aerospace Research Institute, Tehran, Iran.

[2] PhD of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

3 Instructor, Shahid Sattari University, Tehran, Iran.

highest vectoring angle. Activating the reaction improves the vectoring angle only in the high injection rates.

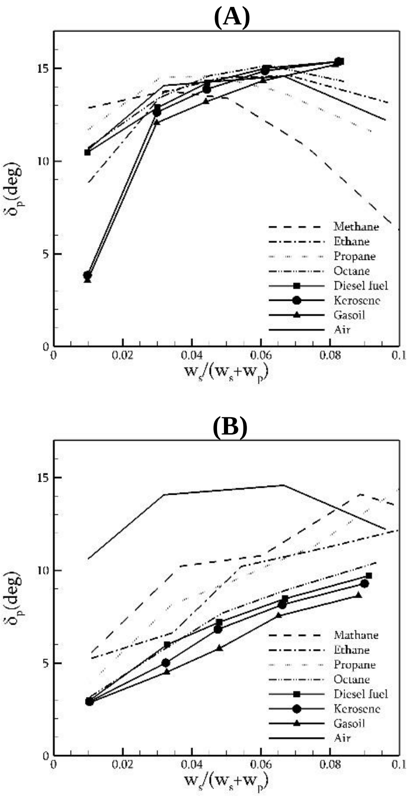


Figure 3. Variation of vectoring angle with side-injection rate for different fuels in the non-reacting (A) and reacting (B) conditions

Figure Figure 4 displays vectoring efficiency for different fuels in both reacting and non-reacting conditions. In the non-reacting conditions, different fuels have nearly a similar efficiency, whereas in the reacting conditions methane has the largest efficiency. Figure 5 depicts the nozzle thrust-to-mas-flow ratio for different fuels for the reacting conditions. It can be seen that fuels provide a higher ratio relative to air. The difference is more than 20% for some fuels. This can be attributed to the volume expansion established by the combustion, which accelerates the flow coming out of the nozzle and enhances the thrust. Lighter fuels such as methane and ethane have the highest thrust-to-mas-flow ratio.

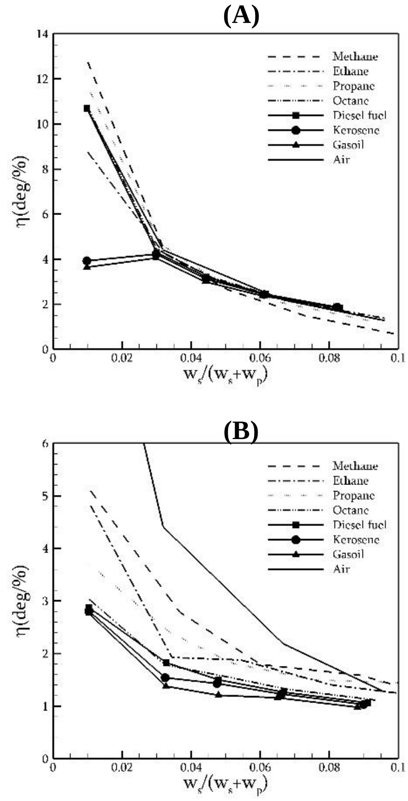


Figure 4. Variation of vectoring efficiency with side-injection rate for different fuels in the non-reacting (A) and reacting (B) conditions

In general, light fuels offer a better performance in terms of thrust ratio, thrust-vectoring efficiency, and thrust-to-mass-flow ratio, whereas heavy fuels have a better performance in terms of discharge coefficient, thrust-vector angle, and thrust-loss percentage.

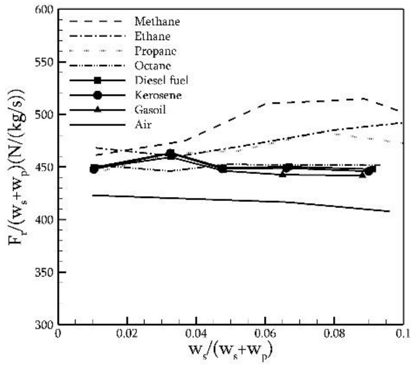


Figure 5. Variation of thrust-to-mass-flow ratio with side-injection rate for different fuels in the reacting conditions.